

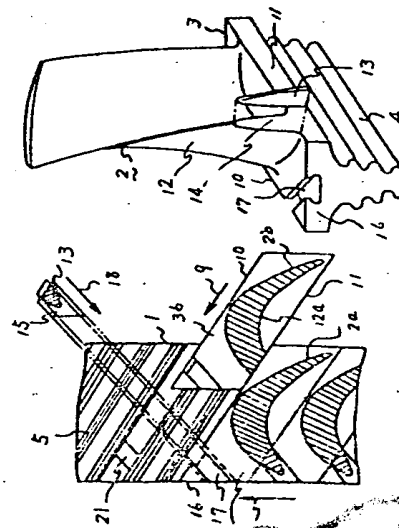
JA 0134703
OCT 19804/16/89 R
212A.

(54) BLADE STRUCTURE

- (11) 55-134703 (A) (43) 20.10.1980 (19) JP
 (21) Appl. No. 54-40909 (22) 6.4.1979
 (71) HITACHI SEISAKUSHO K.K. (72) KIYOSHI NAMURA(1)
 (51) Int. Cl.³ F01D5/30, F01D5/16, F01D5/26, F04D29/38

PURPOSE: To facilitate the blade fixing operation for axial flow turbine, compressor or the like and to enhance vibration attenuating function, by dividing each blade into a blade tip and a main blade portion at the blade root on the inlet side of fluid, and fixing them with each other firmly by way of axial entry method.

CONSTITUTION: A blade 2 is divided into blade tip 13 and main blade portion 12 at its root on the inlet side of fluid. The main blade portion 12 is formed with blade base 3 as well as blade root 4 to be fitted into disk groove 5 formed in a rotor disk 1. On the other hand, the blade tip 13 is formed with blade-tip root 15 which is fitted into base groove 17 formed in the blade base 13 so as to hold the blade against centrifugal force. With such an arrangement, a complete blade 2 is formed by coupling the blade tip 13 and the main blade portion 12 with each other at the joint surface 14.



⑫ 公開特許公報 (A)

昭55—134703

⑤Int. Cl.³
F 01 D 5/30
5/16
5/26
F 04 D 29/38

識別記号

庁内整理番号
7515—3G
7515—3G
7515—3G
7532—3H

⑬公開 昭和55年(1980)10月20日

発明の数 1
審査請求 未請求

(全 5 頁)

⑭翼構造

⑮特 願 昭54—40909

⑯出 願 昭54(1979)4月6日

⑰発 明 者 名村清

土浦市神立町502番地株式会社
日立製作所機械研究所内

⑱発 明 者 山崎義昭

土浦市神立町502番地株式会社
日立製作所機械研究所内

⑲出 願 人 株式会社日立製作所
東京都千代田区丸の内1丁目5
番1号

⑳代 理 人 弁理士 高橋明夫

明 細 書

発明の名称 翼構造

特許請求の範囲

1. 回転子ディスクにその略軸方向に沿って設けたディスク溝に高圧流体を受けて動力となす翼を挿入して組立てることをもつて成る翼構造において、翼は該翼の根元部の流体入口側部分において翼チップと残りの翼主要部とに分割して構成し、翼主要部には翼台座部と前記ディスク溝に係合する翼根部とを設け、翼チップには翼チップ根部を設け、一つの翼台座部には該翼チップ根部と係合して遠心力に対して翼チップを保持する台座溝を設け、該台座溝に翼チップを挿入した場合該翼チップと隣接する翼の主要部とが分割面において接して完全な1個の翼を構成するように形成して成る前記翼構造。
2. 特許請求の範囲第1項において、翼チップを保持すべく翼台座部に設ける前記台座溝を、台座側面から台座のディスク端面側に斜めに延びる溝として形成したことを特徴とする翼構造。

3. 特許請求の範囲第2項において、翼の翼根部を保持する前記ディスク溝の外周部に、ディスク溝の定位置まで挿入された翼の翼台座溝と略平行にかつ同一方向に延びるディスク外周溝を設け、一方台座溝の台座面側に台座切込み部を設け、更に前記翼チップの根部の下部に該ディスク外周溝と台座切込み部とに係合する突起部を設け、一つの翼をディスク溝に挿入した後、該突起部を有する翼チップを台座側面の側から台座溝に挿入して該突起部を台座切込み部とディスク外周溝とに係合させることにより、翼根部がディスク溝方向に抜け出ることを防止すべく構成して成る翼構造。
4. 特許請求の範囲第1項において、翼主要部と翼チップとに分割された翼を組立てた場合に該分割面が相接するように形成し、翼振動が発生した際翼主要部と翼チップが相対変位を起こして接触面の摩擦が発生するように構成して成る翼構造。

発明の詳細な説明

本発明は高圧流体を翼に受けて動力となす機構における翼構造に関する。特に、一般の軸流タービンや圧縮機等に用いられる翼においてその固定構造を改良した翼構造に関する。

通常、タービン等の回転子と翼とは個々に製作され、製作された翼は回転子に種々の方法で組立てられる。この組立て方法の一つに、タービン回転子のディスクに翼固定のための溝を回転子の略軸方向に延びるように設け、この溝形状に適合する根部を有する翼を回転子の略軸方向に挿入することをもつて成る方法がある（以下これをアクシヤルエントリー方式と呼ぶ）。この方式によれば第1図に示す如く、タービンディスク1の外周に設けたディスク溝5と翼2の翼根部4との係合部をタービン軸方向に長くとることができ、従つて運転中に翼2、翼台座3及び翼根部4の係合部のせん断面積を大きくとることができる。よつてこれは高速心力の作用する翼の取付け方法として優れているといふことができる。しかしながら性能上の要求から翼の円周方向配列（ピッチ）を密に

(3)

他の翼の重なり部分で翼台座3の挿入が防止されることを解消し得るのである。しかし第5図の如く翼プロファイルの出口端7と入口端8の両方に重なり部分6、6'があると、第4図の如き斜め挿入も不可能であるので、かかる構成の翼構造でアクシヤルエントリー方式を用いようとすると、結局一つの翼の翼根元のプロファイル全部の下部には翼台座3を設けられないということになり、抜本的な解決は到底望めない。

更に従来技術では、翼が振動した場合にこの振動に対処する構造をとることができないので、振動に対する減衰効果を大きくしたいという点について、必ずしも満足 of いくものではなかつた。

上記事情に鑑み、本発明は、上述の従来技術の問題点を解決し、性能上の要求を満たした構造のままアクシヤルエントリー方式での強固な固定を達成でき、しかも構成が簡明で固定作業も容易であり、かつ振動に対する減衰効果が大きい構成にすることも可能な、有利な翼構造を提供することを目的とする。

(5)

したい場合、或は翼プロファイルの反りが大きい場合には、第2図に示す如く翼列を軸方向から見れば隣接翼間に重なり部分6が生ずる如き構成をとらざるを得ないことがある（図中、矢符号Aは回転方向を示す）。かかる翼についてアクシヤルエントリー方式を採用しようとする、例えば第3図の如く回転子への係合部分つまり翼プロファイルの出口端7の下部には翼台座3をなくし、もつて挿入時に翼の重なり部分6での翼台座3の挿入に対する障害がないようにした翼構造とせざるを得ない。しかしこのように翼プロファイルの出口端7が翼台座3からオーバーハングしている状態は、翼に回転中の遠心力が作用した場合に出口端を支える部分がないことを意味し、これは言うまでもなく好ましくない。よつてこれに代わる方法として、第4図に示す如くディスク溝5をタービン軸方向に対して傾斜させることにより、翼プロファイルの出口端下部にも翼台座3を備えられるようにした方法が知られている。これであると図示矢符号Bのように翼2を斜めに挿入することにより、

(4)

上記目的を達成するため、本発明は、翼をその根元部の流体入口側部分において翼チップと残りの翼主要部とに分割して構成し、翼主要部には翼台座部とディスク溝に係合する翼根部とを設け、翼チップには翼チップ根部を設け、一つの翼台座部には該翼チップ根部と係合して遠心力に対して翼チップを保持する台座溝を設け、該台座溝に翼チップを挿入した場合該翼チップと隣接する翼の主要部とが分割面において接して完全な1個の翼を構成するようにしたことを特徴とするものである。

以下、図面を参照して本発明の実施の一例について説明する。

第6図は本例の翼構造の半径方向から見た平面図であり、この図では翼プロファイル部は説明の簡単のため、翼根元付近のプロファイルのみ図示してある。又第7図に翼2の斜視図、第8図に翼プロファイル部を翼長方向から見た平面図を示す。なお本発明の説明に当たっては、従来例におけると同様の構成部分については、同符号を用いることと

(6)

する。

即ち、図中符号1は回転子ディスクを示し、本発明はかかるディスク1に略軸方向に沿つて設けたディスク溝5に高圧流体を受けて動力となす翼2を挿入して組立てて成るものである。

本発明の翼2は、その根元の流体入口側部分において翼チップ13とその残りの部分、即ち翼主要部12とに分割して構成されている。翼主要部12には翼台座部3が設けられるとともに、回転子ディスク1に形成されたディスク溝5に係合する翼根部4が設けられる。一方、翼チップ13には翼チップ根部15が設けられる(この部分は組付け部を説明する第9図及び第10図に明瞭に示されている)。この翼チップ根部15は、翼台座部3に取付けられて翼2を構成するものであり、従つて一つの翼台座3にはこの翼チップ根部15に係合して速心力に対して翼チップ13を保持する台座溝17が形成されるのである。かつ本発明の翼構造は、かかる台座溝17に第9図に示す如くして翼チップ13を挿入した場合、該翼チップ

(7)

ように構成できるのである。(なお、特に重なり部分が双方にはない場合など、かかる傾斜がなくとも本発明の効果が奏せられることは言うまでもない)。一方、翼2の翼根部4は第7図の如くこのようなディスク溝5に適合する形状になつている。かかる翼根部4を第6図のように矢符号9の方向でディスク溝5に挿入し、もつて翼2をディスク1に取り付けて組立てるのである。翼2の台座3は、ディスク溝5に平行な側面10、11を有する。略平行四辺形状に形成されるが、これは溝5の傾斜に対応させるためであり、かつ隣接する台座3同士をほぼ隙間なく並置するためである。

本実施例の翼2は第7図及び第8図に示すとおりであるが、特に第8図にて明らかなように、本例の翼2は翼長方向に沿つて振れた形状となつている。かかる翼2の根元付近の入口端の部分が、前記したとおり翼主要部12と翼チップ13とに分割されているのであり、本例にあつてはこの分割は翼台座3の側面11と略同一の面によつてなされる。従つて分割面14と該側面11とは略々

(8)

13と、相隣接する翼2の主要部12とが分割面14において接して、もつて完全な1個の翼2を構成すべく形成されて成るものである。第6図を用いて説明すれば、或る翼2aの翼台座部3aの翼台座溝17に係合した翼チップ根部15の当該翼チップ13は、隣りの翼2bの翼主要部12aとともに、1個の完全な翼を構成するのである。

よつて本発明の構成によれば、第2図で示した形状の翼構造は勿論、第5図に示す如きものであつても容易にアクシャルエントリー方式を採用して強固な組立てを達成し得るのである。

以下、図示例の具体的構造について一層詳しく説明する。

本例のディスク溝5はディスク1外周部に設けられており、本例にあつては第6図に示すとおりタービン軸方向に傾斜して設けられている。このように斜めにしたことにより、第5図で説明した如く双方に重なり部分6、6'ができる場合でも、一方の重なり部分6の問題をこの傾斜で解決し、他方の重なり部分6'の問題を翼の分割で解決する

(8)

同一面上に位置することになる。

翼チップ13に設けられる翼チップ根部15は、本例にあつては翼チップ13と一体に形成される。この翼チップ根部15が、翼チップ13が構成する翼2の隣の翼の翼台座部3に係合して取付けられることは前述のとおりであるが、このための翼台座溝17は本例では翼プロファイル入口端の背側の翼台座部3において該翼台座部3の側面10から該翼台座部3のディスク端面16側に向かつて斜めに形成される。この溝17は翼チップ根部15を適合せしめる形状にすることは勿論である。よつて第9図のように翼チップ根部15を矢符号18の如く溝17に挿入して、翼チップ13を取付けることができるのである。第10図は取付けた状態であり、ここに示すように翼台座側面10と翼分割面14とが略同一平面となるように構成されるのである。

なお本例では、翼チップ根部15の下部には翼チップ突起19が突設され、一方台座溝17の台座側面10の側にこの突起19を適合させる切り

(10)

込み部20が設けられる。又、ディスク溝5の外周部には、該ディスク溝5に挿入される翼2の翼台座溝17と平行かつ同方向に延びるディスク外周溝21が設けられる。これにより、第10図に示す如く、翼チップ突起19は翼台座部3の切り込み部20とディスク外周溝21との両方に係合し、もつて翼根部4がディスク溝5の方向に抜けることが確実に防止されるのである。

次に、上記のような翼2を、ディスク1に次々と組付ける翼構造の組立てについて、第6図を用いて説明する。

即ち、本例の翼構造の組立ては、一つの翼2aをディスク溝5に沿って挿入した後、翼チップ13を次の翼2aの翼台座溝17およびディスク外周溝21に沿って挿入し、翼2aを固定する。次に、翼2bをディスク溝5に挿入することにより、翼チップ13が翼台座溝17から抜け出ることを防止する。同時に、翼チップ13と翼2bとにより、完全に1個の翼が形成されるのである。かくして、翼2と翼チップ13とを交互に取付けることによ

(11)

のことは不要であり、遠心強度はきわめて優れているものである。

更に、上記実施例の如くに、組立て時に翼主要部と翼チップとの分割面が相接するように形成することにより、翼振動が発生した場合に翼主要部と翼チップが相対変位を起して接触面での摩擦が発生するように構成して、振動に対する減衰効果を大ならしめることもできる。

上述の如く、本発明の翼構造は、性能上の要求を満たした構成のままアクシヤルエントリー方式での強固な固定を達成でき、しかも構成は簡明で固定作業も容易であり、かつ振動に対する減衰効果の大きい構成にすることも可能であるなど、数々の効果利点を有するものである。

なお、当然のことながら本発明は上記した実施例にのみ限られるものではなく、本発明の精神の範囲内での適宜変形例が可能であることは言うまでもない。例えば、上記例では翼主要部12と翼チップ13との分割面14は翼台座側面11と略同一の平面となるように形成したが、かかる分割

(13)

り、全周の翼2をディスク溝5に固定した翼構造を完成できるのである。

なお翼を上記の方法で順次固定し、最後に挿入する翼については、適宜方法で固定することができる。一例を示せば、第11図に示すように台座切り込み部20とディスク外周溝21とに係合するロック片22をロータ半径方向から挿入し、その後翼チップ突起を有さない留め翼チップ23を翼台座溝17にディスク側端面16の側から挿入し、次に第12図の如く翼チップ根部15と翼台座溝17とをかしめ、もつて翼チップ13が翼台座溝17から抜け出るのを防止するようにして、最後の翼の固定をなすことができるのである。

上記のような構成であるから、性能上の要請から翼プロファイルの反りを大きくした翼或は翼配列ピッチを小ならしめた翼などの場合に翼プロファイル重なり部分が生ずる如き構造にあつても、本発明によれば組立ての簡単なアクシヤルエントリー方式による翼根部を備えた翼構造を提供できるのである。かつ、翼台座を部分的にカットするなど

(12)

面14は翼2のディスク溝5への挿入の妨げとならない範囲なら台座側面11と傾斜していてもよいし、或は曲面であつてもよい。その他各構成において適宜変更が可能なことは勿論である。

図面の簡単な説明

第1図は従来例の翼構造の部分の斜視図である。第2図は翼の一例を半径方向から見た模式的平面図、第3図は同例に適用可能な翼構造の一つの斜視図、第4図は他の翼構造の模式的平面図、第5図は翼の他の例を半径方向から見た模式的平面図である。第6図乃至第12図は本発明の翼構造の実施の一例を示し、第6図はその半径方向から見た模式的平面図、第7図は一つの翼の斜視図、第8図は一つの翼プロファイル部の略半径方向から見た俯瞰図、第9図は翼チップの組付けを説明する斜視図、第10図は翼チップ組付け後の部分斜視図、第11図は最後の翼の取付けの一例を示す斜視図、第12図は同じく取付け後の状態を示す斜視図である。

1…ディスク、2…翼、3…翼台座部、4…翼根

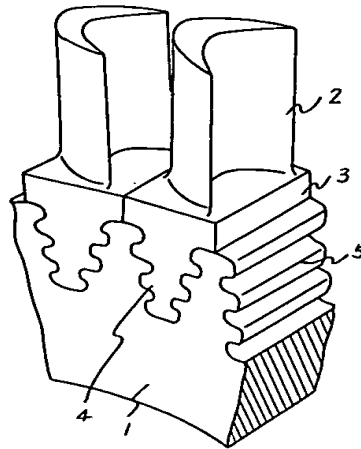
(14)

部、5…ディスク溝、12…翼主要部、13…翼チップ、14…分割面、15…翼チップ根部、17…翼台座溝、19…(翼チップ)突起、20…台座切込み部、21…ディスク外周溝。

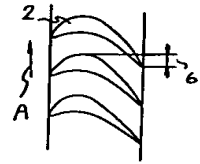
代理人 弁理士 高橋明夫



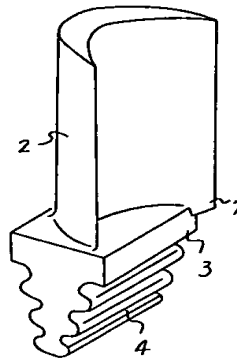
第1図



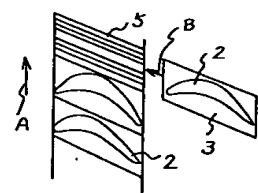
第2図



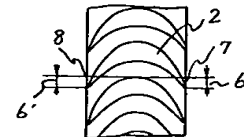
第3図



第4図

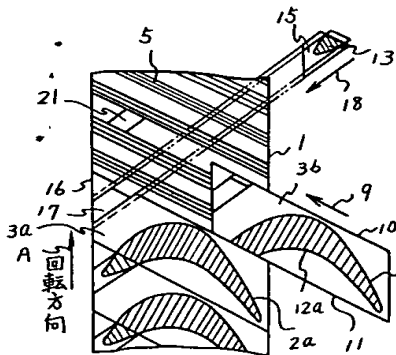


第5図

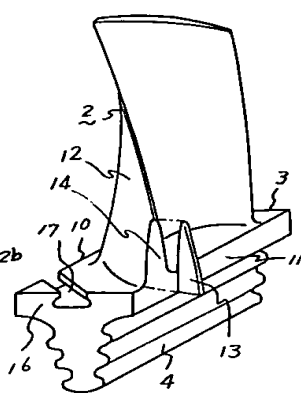


(15)

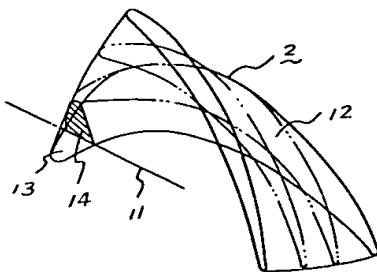
第6図



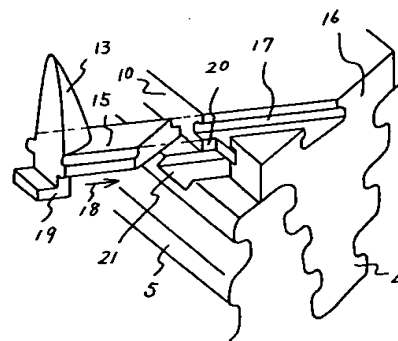
第7図



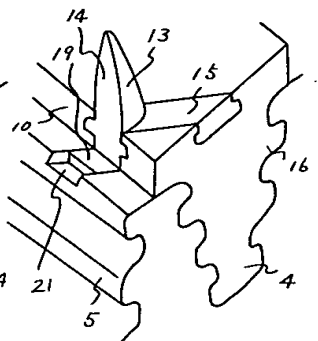
第8図



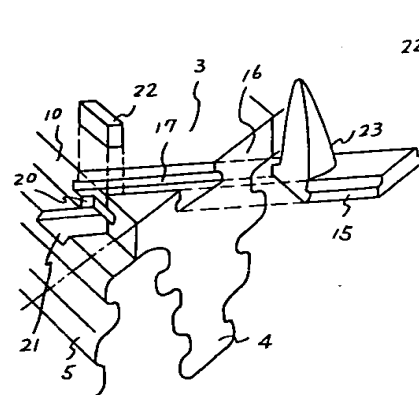
第9図



第10図



第11図



第12図

